Bureau de la sécurité des transports du Canada

Transportation Safety Board of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A07C0114

PERTE DE PUISSANCE ET COLLISION AVEC UN PLAN D'EAU

DE L'HÉLICOPTÈRE EUROCOPTER AS 350 B-2 C-FLUK
EXPLOITÉ PAR EXPEDITION HELICOPTERS INC.
AU LAC BERNICK (SASKATCHEWAN)
LE 1ER JUILLET 2007

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles et pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Perte de puissance et collision avec un plan d'eau

de l'hélicoptère Eurocopter AS 350 B-2 C-FLUK exploité par Expedition Helicopters Inc. au lac Bernick (Saskatchewan) le 1er juillet 2007

Rapport numéro A07C0114

Sommaire

Le pilote de l'hélicoptère Eurocopter AS 350 B-2 (immatriculé C-FLUK, numéro de série 2767) ramène l'hélicoptère à Points North Landing (Saskatchewan) avec un passager à bord après avoir décollé d'une cache à carburant située à environ 42 milles marins (nm) au sud-ouest de sa destination. Le passager envoie un avis de vol électronique à un autre employé de l'entreprise de levés installée à Points North Landing afin de signaler l'heure d'arrivée prévue de 19 h 5, heure normale du Centre. À 19 h 45, comme l'hélicoptère n'est pas encore arrivé, l'entreprise de levés lance la procédure en cas d'urgence. Des débris sont retrouvés le lendemain dans le lac Bernick à environ 25 nm au sud-ouest de Points North Landing. L'hélicoptère lourdement endommagé est retrouvé au fond du lac. Les deux occupants ont été grièvement blessés au moment de l'impact avec la surface de l'eau et se sont noyés quand l'appareil a coulé.

This report is also available in English

Autres renseignements de base

L'hélicoptère était basé à Points North Landing (Saskatchewan). L'intérieur de l'appareil avait été aménagé pour transporter de l'équipement permettant d'effectuer des levés aériens pour une entreprise de levés géologiques. Le jour de l'accident, les levés aériens avaient été retardés en raison d'un système météorologique qui traversait la région en provenance de l'ouest. Lorsque le beau temps est revenu, le pilote a transporté plusieurs barils de carburant vers une cache à carburant située à environ 42 milles marins (nm) au sud-ouest de Points North Landing, puis il est revenu à la base. Le pilote et un expert en levés ont ensuite effectué un vol avec un réseau de capteurs installé sous l'hélicoptère. La zone visée par ces levés aériens se trouvait entre Points North Landing et la cache à carburant. Le vol s'est terminé lorsque l'hélicoptère est arrivé à la cache à carburant où le réseau de capteurs a été enlevé. Une quantité de carburant a été prise dans l'un des barils pour effectuer le vol de retour vers Points North Landing.

Après avoir passé environ 15 minutes au sol à la cache à carburant, l'hélicoptère a décollé. À 18 h 45 HNC[1], l'expert en levés a envoyé un message depuis l'hélicoptère à un employé de l'entreprise à Points North Landing indiquant une heure de décollage de 18 h 43. À 18 h 47, l'expert en levés a envoyé un second message pour indiquer que l'heure d'arrivée prévue de l'hélicoptère à Points North Landing était de 19 h 5. Aucun des messages ne laissait entendre que l'hélicoptère ou les conditions météorologiques posaient un problème. Aucun autre message ni aucune autre communication n'a été reçu de l'hélicoptère. À 19 h 45, l'entreprise a lancé la procédure en cas d'urgence, car l'hélicoptère tardait à arriver. Deux hélicoptères basés dans les environs ont fait des recherches le long de la trajectoire prévue dans des conditions de vol à vue, de 22 h jusqu'à la tombée de la nuit. Le lendemain, un aéronef de recherche et sauvetage a trouvé des débris du C-FLUK qui flottaient sur le lac Bernick. Ce lac est situé à environ 25 nm au sud-ouest de Points North Landing et à peu près à mi-chemin de la trajectoire de retour en provenance de la cache à carburant (voir l'Annexe A – Itinéraire prévu).

Des plongeurs de la police ont entrepris une recherche sous-marine minutieuse. L'hélicoptère a été retrouvé 8 jours plus tard dans la partie est du lac, à environ 950 pieds de la rive par 69 pieds de fond. L'appareil était lourdement endommagé, mais il était en un seul morceau. Les deux occupants étaient sanglés dans leurs sièges.

L'autopsie indique que les deux occupants de l'hélicoptère ont été grièvement blessés lorsque l'hélicoptère a heurté la surface du lac et qu'ils se sont noyés lorsque l'appareil a coulé. Les résultats des examens toxicologiques visant à déceler la présence d'alcool et de drogues courantes ont été négatifs.

---

[1] Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné moins six heures).

L'hélicoptère n'était pas équipé de flotteurs de secours gonflables homologués, mais il transportait des vêtements de flottaison individuels[2]. Personne n'a été témoin de l'accident.

L'exploitant aérien avait adopté un système de régulation par le pilote pour les activités du C-FLUK. Conformément aux directives du manuel d'exploitation de la compagnie, la préparation des vols était faite par le pilote lui-même en collaboration avec l'entreprise de levés géologiques pour les activités de levés à mener pendant la journée, comme l'emplacement et l'utilisation des caches à carburant ainsi que les points de départ et d'arrivée des trajectoires de vol dans les zones d'activité; le pilote décidait également si la météo était favorable au vol.

Le 1er juillet 2007, la carte météorologique de la Région des Prairies diffusée par Environnement Canada, qui était valide à 18 h, heure locale, indiquait que l'hélicoptère aurait effectué son vol dans des conditions de vol à vue. Cette carte indiquait la présence de cumulus épars à 4000 pieds au-dessus du niveau de la mer (asl) ainsi qu'une visibilité de 6 milles terrestres. Les conditions météorologiques enregistrées à 18 h, à la mine de Cigar Lake située à 17 milles au nord-ouest du lieu de l'accident, étaient les suivantes : vent léger du sud, fumée visible provenant de feux de forêt et température de 20 °C. Des conditions semblables de température et de vent ont également été enregistrées à la station météorologique automatisée de Collins Bay située à 22 milles au nord-est du lieu de l'accident.

Le système météorologique, qui avait traversé le secteur plus tôt dans la journée et qui avait retardé les levés aériens, se trouvait à environ 30 nm à l'est du lac Bernick au moment de l'accident. Les conditions météorologiques associées à ce système étaient les suivantes : conditions de vol à vue avec un plafond à 1500 pieds au-dessus du sol (agl) par endroits, averses de pluie et orages isolés.

Le pilote était titulaire d'une licence de pilote professionnel d'hélicoptère validée par un certificat médical de catégorie 1 et annotée pour les hélicoptères de la série AS 350 d'Aerospatiale. Il avait réussi un contrôle de compétence pilote (PPC) sur AS 350 cinq mois avant l'accident. Le nombre total d'heures de vol du pilote sur AS 350 n'a pas été déterminé. Cependant, au cours des cinq derniers mois, il avait surtout volé sur AS 350 et il avait exclusivement piloté le C-FLUK au cours des 30 derniers jours. Le pilote avait reçu sa dernière formation au vol en autorotation lors de son PPC. Le pilote totalisait environ 6620 heures de vol.

---

[2] L'article 703.23 du *Règlement de l'aviation canadien*, qui s'applique au vol, stipule qu'aucun exploitant aérien ne doit, sauf pour effectuer un décollage ou un atterrissage, utiliser un aéronef terrestre au-dessus d'un plan d'eau au-delà d'un point où, advenant une panne moteur, l'aéronef terrestre pourrait atteindre le rivage, à moins que l'exploitant aérien ne respecte les *Normes de service aérien commercial*. L'article 723.23 des *Normes de service aérien commercial* stipule que « l'hélicoptère doit être doté de flotteurs de secours gonflables homologués » s'il est utilisé au-dessus d'un plan d'eau.

Au cours des 30 derniers jours, le pilote avait effectué environ 78 heures de vol, dont 2 heures dans les dernières 24 heures. Il était rentré tôt la veille, et il avait l'air frais et dispos le matin de l'accident. L'information recueillie indique qu'il était respecté pour sa capacité à piloter en suivant les grilles de levés avec exactitude et qu'il n'acceptait pas de se dérouter pour faire du tourisme ou observer la faune.

Le certificat d'immatriculation et le certificat de navigabilité délivrés par Transports Canada indiquent que le C-FLUK est un Eurocopter AS 350 B2. L'hélicoptère avait été modifié en vertu du certificat de type supplémentaire (CTS) approuvé numéro SR01647SE, délivré à Soloy Aviation Ltd par Transports Canada. Le CTS autorise le remplacement du moteur d'origine, un Turbomeca Arriel, par un moteur Honeywell LTS-101-700D-2. L'hélicoptère peut être considéré comme un AS 350 SD2. L'hélicoptère a été repêché 10 jours après s'être abîmé dans le lac, et il a été envoyé aux installations régionales d'examen des épaves du BST. L'examen révèle que l'appareil a violemment percuté le plan d'eau avec un taux de descente élevé. Les dommages relevés sur la cellule indiquent que l'hélicoptère a percuté le plan d'eau avec de la vitesse vers l'avant, en piqué et incliné à droite.

Le démontage et l'inspection de la boîte de transmission principale et du boîtier d'engrenage du rotor de queue n'ont révélé aucune anomalie antérieure à l'impact. L'inspection des pales du rotor principal, des pales du rotor de queue, des commandes moteur et des commandes de vol a révélé la présence de dommages ultérieurs à l'impact. L'examen des pales du rotor et des paliers en élastomère indique que l'ensemble rotor disposait de peu d'énergie cinétique lorsque les pales ont percuté le plan d'eau.

L'arbre avant du rotor de queue a été trouvé fendu, et il a été envoyé au Laboratoire technique du BST. L'examen a révélé que l'arbre avant du rotor de queue s'était rompu sous l'effet d'une surcharge en cisaillement engendrée par l'arrêt brusque du rotor de queue lorsque ce dernier a percuté le plan d'eau.

La continuité des commandes de vol a été établie à partir du manche cyclique, du collectif et des pédales du rotor de queue jusqu'aux vérins hydrauliques. Une inspection du circuit hydraulique a révélé que la courroie trapézoïdale de la pompe hydraulique était intacte et toujours en place. Pendant une autorotation, la courroie trapézoïdale de l'arbre de sortie de la transmission entraîne la pompe hydraulique, ce qui fournit l'énergie hydraulique aux servocommandes de vol. Le circuit hydraulique était mis en pression, et les quatre servocommandes de vol ont été mises à l'essai alors qu'elles étaient toujours installées sur l'hélicoptère. Elles ont ensuite été mises à l'essai au banc l'une après l'autre. Les deux essais n'ont révélé aucune anomalie antérieure qui aurait eu une incidence sur le fonctionnement normal des commandes de vol.

Chaque servocommande est dotée d'un accumulateur qui permet une utilisation limitée des commandes de vol en cas de panne du circuit hydraulique. Les accumulateurs aident le pilote à garder la maîtrise de l'hélicoptère s'il y a perte de pression hydraulique à une vitesse indiquée de plus de 60 nœuds. Les quatre accumulateurs ont été mis à l'essai, et l'on a constaté que leur pression était inférieure aux spécifications. Cette anomalie n'aurait toutefois pas contribué à l'accident, car la pompe hydraulique a maintenu la pression du circuit hydraulique pendant la

séquence de l'écrasement. Le manuel de vol de l'hélicoptère stipule que le pilote doit vérifier les accumulateurs avant le premier vol de la journée. Cependant, comme des préoccupations ont été exprimées concernant l'efficacité de la vérification prescrite, le BST a envoyé l'Avis de sécurité A06P0123-D3-A1 à Transports Canada dans lequel il enjoignait le Ministère de revoir la partie traitant de la vérification des accumulateurs dans le manuel de vol. On ne sait rien des résultats de la vérification des accumulateurs hydrauliques effectuée par le pilote le jour de l'accident.

Les échantillons de carburant prélevés dans le filtre à carburant étaient contaminés; les contaminants étaient surtout des particules de sable. On a jugé qu'il était fort probable que la contamination du carburant s'était produite après l'accident, alors que l'hélicoptère se trouvait sous l'eau. La commande d'alimentation en carburant a été trouvée en position complètement avant, soit en position de vol. L'examen des instruments moteurs et des instruments de vol de l'hélicoptère effectué par le Laboratoire technique du BST n'a révélé aucune anomalie.

L'inspection visuelle du filtre à huile du moteur n'a révélé aucune contamination. Toutefois, l'huile dégageait une forte odeur de brûlé. Le moteur (Honeywell LTS101-700D-2, numéro de série LE-46040C) a été retiré de la cellule et envoyé au Laboratoire technique du BST aux fins de démontage. Le démontage du moteur a révélé que le coude (emmanchement turbine de travail - circuit pneumatique), communément appelé conduite Py ou coude Py, était coupé. Lorsque le boîtier d'entraînement du moteur a été retiré, l'arbre de la turbine de travail offrait une certaine résistance en tournant. La suite du démontage a révélé une défaillance du palier numéro trois de l'arbre de la turbine de travail. Lorsqu'il y a défaillance du palier numéro trois de l'arbre, l'arbre de la turbine de travail effectue un mouvement vers l'arrière et touche la conduite Py. Il s'agit d'une caractéristique de conception du moteur qui entraîne la coupure de la conduite Py ainsi que la perte de la pression d'air dosé. Une perte de pression d'air dosé réduit le débit de la commande d'alimentation en carburant jusqu'à la butée de débit carburant minimum, ce qui représente environ 38 livres à l'heure, afin de minimiser tout dommage ultérieur au moteur. La vitesse de rotation du moteur diminue et devrait se stabiliser près du régime de ralenti au sol, ce qui est insuffisant pour maintenir l'hélicoptère en vol. Une perte de puissance du moteur provoquée par la coupure de la conduite Py présente les mêmes signes qu'une défaillance du régulateur de débit carburant, qui entraîne une baisse considérable du débit carburant.

Il a été établi que le détecteur de particules du moteur était utilisable. Comme les particules métalliques produites par l'usure du palier numéro trois étaient très fines et peu nombreuses, le détecteur de particules n'a pas envoyé de signal pour annoncer une panne imminente. L'examen du circuit d'alimentation en huile et des composants connexes n'a pas indiqué que l'alimentation en huile des paliers était insuffisante avant la défaillance du palier numéro trois.

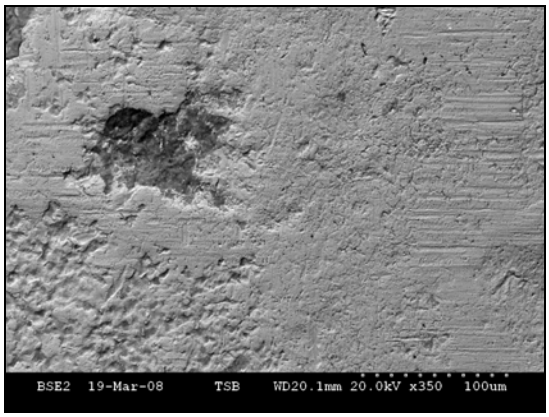

Photo 1. Micrographie électronique par balayage d'un rouleau représentatif du roulement nº 2.

Une inspection visuelle du palier numéro deux a permis de constater la présence de corrosion localisée. La corrosion présentait des marques de frottement. Les bords des piqûres de corrosion trouvées sur les rouleaux et l'anneau intérieur étaient brunis et ils avaient subi une déformation plastique, ce qui indique que le palier numéro deux a fonctionné un certain temps après la formation des piqûres de corrosion (voir la photo 1). Le palier numéro trois a été détruit (voir les photos 2 et 3). Toutefois, un examen des parties les moins endommagées de l'anneau extérieur du palier numéro trois a révélé la présence de piqûres de corrosion et des éclats semblables à ceux observés sur le palier numéro deux.

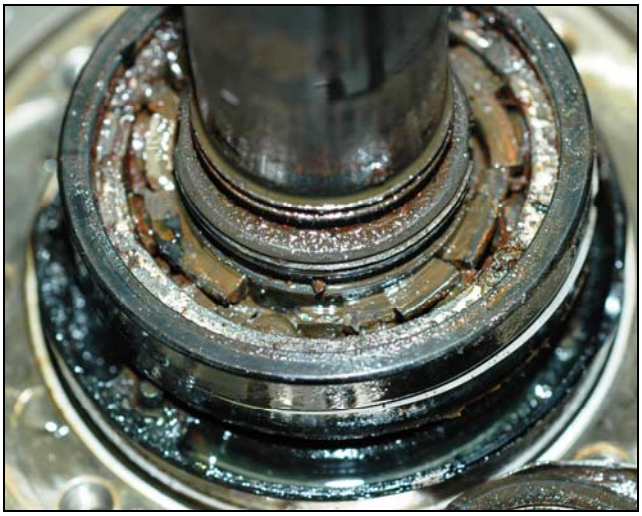

Photo 2. Palier nº 3 dans l'état où il a été reçu.

Photo 3. Composants du palier no 3 au démontage

Le moteur était loué. Il avait été installé dans l'hélicoptère le 17 juin 2007. Au moment de son installation, le moteur n'avait effectué aucune heure de vol depuis sa révision, mais il totalisait 6728 heures de vol depuis sa construction; au moment de l'accident, le moteur avait effectué 74,5 heures de plus. Pendant la période précédant l'accident, personne n'a signalé le déclenchement du détecteur magnétique de particules. Le moteur avait été entreposé, et il n'a pas été utilisé du 28 mai 2004 au 6 juin 2007. Les paliers numéro deux et numéro trois qui ont été examinés se trouvaient dans le moteur au cours de cette période d'entreposage. Des piqûres de corrosion peuvent se former lorsqu'un moteur reste sans fonctionner pendant un certain

temps en présence d'humidité. Pour prévenir la formation de corrosion, le manuel d'entretien du moteur publié par le constructeur donne diverses mesures de préservation, en fonction de la période d'inactivité prévue du moteur. Si un moteur n'est pas utilisé pendant plus de 180 jours, il faut suivre des procédures d'entreposage permanent. Il y a également d'autres procédures à suivre si le moteur est placé dans un contenant d'expédition. Le constructeur n'a pas pu présenter de registre indiquant si le moteur avait fait l'objet de procédures de préservation ou non entre le 28 mai 2004 et le 6 juin 2007.

L'hélicoptère était équipé de deux récepteurs GPS (système mondial de localisation), dont un qui transmettait des données à une installation de repérage au sol. Les données recueillies de cette installation de repérage indiquent que, le jour de l'accident, les levés aériens se sont déroulés à une altitude moyenne d'environ 1800 pieds asl. L'hélicoptère se trouvait donc à une hauteur de 500 pieds ou moins du sol pendant presque tout le vol.

Le manuel de vol de base de l'hélicoptère contient un supplément concernant le CTS délivré à Soloy Aviation Ltd pour l'installation d'un moteur Honeywell LTS101-700D-2. Le supplément indique que les signes de défaillance du régulateur de débit sont les mêmes que ceux d'une panne moteur complète. Par contre, le supplément n'indique pas que le moteur va se stabiliser à bas régime. Les renseignements obtenus du constructeur du moteur indiquent que la vitesse de rotation va se stabiliser juste sous la vitesse de ralenti au sol. Le supplément concernant le moteur indique que le régime de ralenti au sol se trouve entre 50 et 70 %.

Lorsque le moteur perd de la puissance, le pilote doit exécuter une mise en autorotation en suivant les mêmes procédures que celles précisées dans le manuel de vol de base et fermer la commande d'alimentation en carburant pour couper le moteur. Le manuel de vol précise que le pilote doit abaisser le collectif et atteindre une vitesse d'environ 65 nœuds. À environ 65 pieds au-dessus de la surface d'atterrissage, le pilote doit amorcer un arrondi en cabrant l'appareil et, à 20-25 pieds, relever le collectif graduellement. Juste avant de se poser, le pilote doit ramener l'hélicoptère à l'horizontale, et tout risque de glissade est éliminé.

L'amerrissage en autorotation d'un hélicoptère terrestre comporte des risques intrinsèques, en plus des risques encourus par les hélicoptères équipés pour se poser sur l'eau. Pendant l'amerrissage, il est difficile pour un pilote d'estimer la hauteur de l'hélicoptère au-dessus du plan d'eau, surtout par temps calme[3]. Pour réussir à se poser en autorotation, il est essentiel de bien estimer la hauteur de l'appareil par rapport à la surface. L'arrondi et l'application du collectif à la bonne hauteur garantissent que l'énergie cinétique des pales servira à faire la transition entre un taux de descente élevé à la vitesse de vol en autorotation et un taux de descente peu élevé sans aucune vitesse de translation au moment où l'hélicoptère touche la surface. Si l'on utilise l'énergie cinétique des pales trop tôt pendant la manœuvre, l'hélicoptère sera plus difficile à maîtriser; il descendra rapidement et s'écrasera. Il est difficile de sortir d'un hélicoptère qui coule. Si les occupants réussissent à sortir de l'appareil, les risques qu'ils souffrent d'hypothermie ou se noient avant d'atteindre la rive augmentent en proportion de la distance à parcourir pour atteindre la rive.

---

3 *Publication d'information aéronautique*, *AIR- Discipline aéronautique*, articles 2.11.2 et 2.11.4.

Le manuel de vol de l'hélicoptère ne contient aucun renseignement sur la distance de plané en autorotation. Des renseignements obtenus du constructeur indiquent que le taux de descente en autorotation est d'environ 1800 pieds par minute. À ce taux de descente, l'hélicoptère pourrait maintenir le vol pendant environ 13 secondes, du moment que la mise en autorotation est effectuée à 450 pieds agl jusqu'à l'arrondi en vue de l'amerrissage à 65 pieds agl. Le fait de faire virer l'hélicoptère augmente le taux de descente et réduit la distance qu'il peut parcourir ainsi que le temps qui reste avant de toucher la surface. Il est possible de gagner du temps et de l'altitude si l'on convertit en altitude toute vitesse indiquée excédentaire au moment où l'on se rend compte de la perte de puissance moteur.

En autorotation, la vitesse indiquée recommandée pour l'hélicoptère AS 350 est de 65 nœuds. En raison de l'angle de descente, l'hélicoptère se déplace au-dessus du sol à une vitesse de 62 nœuds ou de 105 pieds par seconde, quand le vent est nul. Le C-FLUK a été trouvé à une distance de la rive équivalant à 9 secondes de vol en autorotation droit devant.

Le C-FLUK était équipé d'un klaxon qui émet une alarme sonore continue si la vitesse du rotor descend à 360 tours par minute ou s'il y a une perte de pression hydraulique. L'examen du circuit d'alarme a permis de confirmer qu'il fonctionnait et qu'il était branché au moment de l'accident. Le 9 août 2006, le BST a envoyé l'Avis de sécurité aérienne A060031-1 à Transports Canada pour signaler l'ambiguïté engendrée par l'utilisation du même klaxon pour indiquer le bas régime du rotor principal et la faible pression du circuit hydraulique de l'AS 350 B2.

Analyse

Le pilote s'était rendu à la cache à carburant plus tôt dans la journée, puis il avait effectué des levés aériens. De plus, les hélicoptères de recherche ont pu suivre la trajectoire vers la cache à carburant dans des conditions de vol à vue après l'accident. Par conséquent, il est probable que les conditions météorologiques étaient essentiellement les mêmes que celles prévues le long de la trajectoire de vol et qu'elles n'ont pas été un facteur dans l'accident.

La défaillance du palier numéro trois du moteur a provoqué un mouvement en arrière de l'arbre de la turbine de travail et coupé la conduite Py du moteur. Par conséquent, la vitesse de rotation du moteur a diminué jusqu'à ce qu'elle atteigne presque le régime de ralenti au sol, laquelle est insuffisante pour que l'hélicoptère maintienne le vol. Comme l'expert en levés n'a pas envoyé de message d'urgence, il est probable que la perte de puissance s'est produite rapidement et sans grand préavis d'une défaillance imminente du palier.

Le brunissage et la déformation plastique des bords des piqûres de corrosion du palier numéro deux indiquent que ce palier a fonctionné après la formation des piqûres de corrosion. Les piqûres de corrosion se sont donc formées avant que le moteur ne se trouve sous l'eau dans le lac. Comme les paliers numéro deux et numéro trois sont situés l'un près de l'autre et qu'ils partagent le même circuit de lubrification, ils auraient été exposés aux mêmes conditions environnementales. En conséquence, comme les piqûres de corrosion du palier numéro trois sont semblables, elles se sont donc également formées avant que le moteur ne se trouve sous l'eau dans le lac. Il est donc probable que les piqûres de corrosion ont causé la défaillance du palier numéro trois.

La corrosion a dû se former au moment où le moteur n'a pas été utilisé pendant un certain temps ni entreposé conformément aux procédures prescrites par le constructeur. Comme les deux paliers étaient installés dans le moteur et qu'aucun document n'indique que le moteur a été préservé conformément au manuel d'entretien entre le 28 mai 2004 et le 6 juin 2007, il est probable que la corrosion s'est formée durant cette période.

Bien que l'information concernant le vol et les levés aériens indique que le pilote était habitué à piloter à une altitude de 500 pieds agl ou moins, il n'y a aucune donnée confirmant la façon dont le pilote a effectué le vol entre la cache à carburant et le lac Bernick. Comme le pilote était reconnu pour son professionnalisme en vol et qu'on sait qu'il refusait de se dérouter pour faire du tourisme, il est probable qu'il a suivi une trajectoire de vol et volé à une altitude lui permettant de rester à une distance de sécurité de la rive du lac Bernick en prévision d'un vol en autorotation. On s'attend à ce qu'un pilote expérimenté, habitué à voler à basse altitude, fasse une estimation juste de la distance nécessaire à l'appareil pour effectuer un vol en autorotation à une altitude donnée. Toutefois, on ne peut nier qu'il est possible qu'un pilote fasse une mauvaise évaluation de la hauteur nécessaire pour effectuer un vol en autorotation jusqu'à la rive. Il est également possible que le pilote, réagissant à une première indication d'une défaillance imminente du palier, ait tenté de se poser près de la rive dans l'eau moins profonde, et qu'il était en train d'exécuter une manœuvre pour se poser au moment de la perte de puissance.

Au moment de la perte de puissance rapide, le pilote devait suivre les procédures d'urgence figurant dans le manuel de vol de base et dans le supplément concernant le moteur Honeywell. Pour respecter ces procédures, le pilote aurait eu à se mettre immédiatement en autorotation, à se diriger vers la rive, à fermer la commande d'alimentation en carburant pour couper le moteur et à effectuer un atterrissage en autorotation sur la rive. Deux scénarios sont possibles pour ce qui est de la commande d'alimentation en carburant qui n'a pas été fermée : soit que le pilote n'a pas suivi la procédure, soit qu'il n'a pas eu le temps de le faire. De toute façon, il n'y a pas eu de conséquences fâcheuses, car l'hélicoptère a amerri sur le lac, et si un incendie avait éclaté après l'impact, le feu aurait été rapidement éteint.

Si le pilote a manqué de temps, il se peut que l'hélicoptère volait à basse altitude au-dessus du lac au moment de la perte de puissance, car le temps de vol en autorotation diminue en proportion avec l'altitude, ce qui aurait pu se produire en route, à une altitude trop basse au-dessus du lac, ou lors de l'exécution d'une manœuvre pour se poser près de la rive.

Si le pilote a bien estimé l'altitude de croisière pour survoler le lac et qu'il a eu suffisamment de temps pour exécuter la procédure, la position de la commande d'alimentation en carburant peut indiquer que le pilote n'a pas réagi à l'urgence correctement. Après la perte de puissance, le régime du moteur se serait stabilisé à bas régime. Cette situation n'est pas indiquée dans le supplément concernant le moteur Honeywell, et elle aurait pu dérouter le pilote, ce qui aurait distrait le pilote et retardé sa reconnaissance de l'état du moteur. Ce moment de distraction aurait pu réduire l'efficacité du virage vers la rive. La distance de 950 pieds pour atteindre la rive équivaut à 9 secondes de vol en autorotation, et ce temps aurait pu facilement être perdu si le pilote avait été distrait au cours d'une manœuvre critique en vol.

Il est difficile d'évaluer la hauteur au-dessus d'un plan d'eau, même pour un pilote expérimenté. L'examen de l'hélicoptère a indiqué qu'il était possible de maîtriser l'appareil en autorotation. Toutefois, la faible énergie cinétique des pales du rotor principal, le taux de descente élevé, la vitesse avant et l'inclinaison latérale au moment de l'impact indiquent que le pilote a probablement mal estimé sa hauteur au-dessus du plan d'eau alors qu'il exécutait un arrondi pour se poser. Le fait d'amorcer un arrondi, d'augmenter le pas collectif ou d'exécuter les deux manœuvres à une hauteur plus élevée que celle qui est recommandée aurait provoqué la perte de l'énergie cinétique des pales du rotor principal. Sans une énergie cinétique suffisante des pales du rotor principal, le pilote aurait été incapable de maîtriser l'appareil pour faire un amerrissage en toute sécurité.

Le pilote aurait entendu une alarme sonore l'avisant de la réduction du régime rotor, mais comme la même alarme se déclenche en cas de perte de pression hydraulique, le pilote aurait eu à déterminer s'il s'agissait de l'une ou de l'autre des possibilités, ce qui aurait retardé la réaction du pilote, et il aurait manqué de temps. Le fait que le temps de réaction à la suite de l'alarme sonore ait été retardé aurait pu contribuer à une diminution considérable de la vitesse du rotor, à une perte trop importante d'altitude et à une perte de maîtrise de l'hélicoptère.

La violence de l'impact a probablement contribué à l'incapacité des occupants à évacuer l'hélicoptère pendant qu'il coulait. La distance du lieu de l'impact par rapport à la rive aurait diminué les chances de survie des occupants s'ils avaient réussi à évacuer l'appareil.

L'enquête a donné lieu aux rapports de laboratoire suivants :

LP081/2007 – *Engine Tear Down and Analysis* (Démontage et analyse du moteur);
LP090/2007 – *Tail Rotor Shaft Failure* (Panne de l'arbre de rotor de queue);
LP093/2007 – *Instrument Examination* (Examen des instruments);
LP094/2007 – *Jet B Fuel Analysis* (Analyse du carburéacteur Jet B);
LP099/2007 – *Servo Actuator Testing* (Essai de servocommande).

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Le palier numéro trois de la turbine de travail du moteur a subi une défaillance, et la puissance du moteur a immédiatement été réduite pour presque atteindre le régime de ralenti au sol, ce qui a forcé le pilote à se mettre en autorotation. La défaillance du palier est probablement attribuable aux piqûres de corrosion qui se sont formées au cours d'une période pendant laquelle les procédures d'entreposage prescrites n'ont pas été suivies.

2. Le pilote a effectué un amerrissage forcé sur le lac parce que l'altitude de croisière choisie était insuffisante pour atteindre la rive en autorotation, parce qu'il n'a pas réagi assez rapidement à la perte de puissance pour avoir le temps de se diriger vers la rive en autorotation ou bien parce qu'il tentait d'amerrir près de la rive du lac après le premier signe de défaillance imminente du palier.

3. Le pilote a probablement mal évalué la hauteur de l'hélicoptère au-dessus de la surface du lac, et il a amorcé un arrondi et l'amerrissage trop tôt. L'exécution prématurée de l'arrondi aurait entraîné la perte de l'énergie cinétique des pales du rotor principal à une hauteur qui n'aurait pas permis au pilote de bien maîtriser l'appareil pour effectuer un amerrissage en toute sécurité.

Fait établi quant aux risques

1. Le règlement stipule que le pilote doit piloter l'hélicoptère à une distance et à une altitude qui lui permettront d'effectuer un vol en autorotation pour atteindre la rive, mais le manuel de vol de base ne contient aucun renseignement sur les taux de vol plané.

Autre fait établi

1. La pression hydraulique des accumulateurs était inférieure aux spécifications, mais ce facteur n'a joué aucun rôle dans l'accident.

Mesures de sécurité prises

Honeywell Aerospace a entrepris l'examen de ses procédures d'entreposage à long terme.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 7 octobre 2008.

Annexe A – Itinéraire prévu